

PAT-NO: JP406316298A

DOCUMENT-IDENTIFIER: JP 06316298 A

TITLE: SHELL STRUCTURE OF LIQUID FUEL FOR SUPERSONIC AIRFRAME

PUBN-DATE: November 15, 1994

INVENTOR-INFORMATION:

NAME

NOMURA, YOSHIYUKI

OUCHI, KOJI

ASSIGNEE-INFORMATION:

NAME

SUMITOMO ELECTRIC IND LTD

COUNTRY

N/A

APPL-NO: JP05138851

APPL-DATE: April 30, 1993

INT-CL (IPC): B64D037/06

ABSTRACT:

PURPOSE: To prevent heat inflow due to aerodynamic, heating by forming a sandwiched layer upon interposing an insulated layer and a heat storage layer between two structural members.

CONSTITUTION: Two insulated layers 2 and 2 consisting of plastic foam of polymethacrylimide or the like and a heat storage layer 3 consisting of silicone rubber or the like are interposed between two structural members 1 and 1 consisting of carbon fiber reinforced plastics, forming a sandwiched layer. In this case, the heat storage layer 3 is interposed so as to hold it between both these insulated layers 2 and 2. This heat storage layer 3 is made up of such one as getting a pyrogenetic capacitive material of rubber based material or the like impregnated in a foaming body, for example, open cell type foaming resin or cellular metal. In this connection, this heat storage layer 3 may be made up of such as getting the pyrogenetic capacitive material contained in a honeycomb.

COPYRIGHT: (C)1994, JPO

DERWENT-ACC-NO: 1995-032705

DERWENT-WEEK: 199505

COPYRIGHT 2007 DERWENT INFORMATION LTD

TITLE: Outer shell of liq. fuel tank for supersonic airframe -
comprises adiabatic layer and thermal storage layer
between two structural members.

PATENT-ASSIGNEE: SUMITOMO ELECTRIC IND CO[SUME]

PRIORITY-DATA: 1993JP-0138851 (April 30, 1993)

PATENT-FAMILY:

PUB-NO	PUB-DATE	LANGUAGE	PAGES	
MAIN-IPC				
<u>JP 06316298 A</u>	November 15, 1994	N/A	004	B64D
037/06				

APPLICATION-DATA:

PUB-NO	APPL-DESCRIPTOR	APPL-NO	APPL-DATE
JP 06316298A	N/A	1993JP-0138851	April 30, 1993

INT-CL (IPC): B64D037/06

ABSTRACTED-PUB-NO: JP 06316298A

BASIC-ABSTRACT:

An adiabatic layer and a thermal storage layer are provided between two structural members. Alternatively a thermal storage layer is sandwiched by adiabatic layers. The adiabatic layers are sandwiched by structural members.

The thermal storage layer is formed by impregnating a rubber-based material into a foam or honeycomb. The structural material comprises thermosetting or thermally visible fibre-reinforced plastics, steel, aluminium alloy, or titanium alloy. The adiabatic layer comprises plastic foam (vinyl chloride, urethane, acryl, or phenol), or honeycomb (plastics, aluminium, paper, or asbestos).

USE/ADVANTAGE - The adiabatic layer intercepts aerodynamic heat on the outer surface of the airframe. The thermal storage layer stores heat to prevent heat inflow. The use of the thermal storage layer further enhances the adiabatic effect. The fuel tank depresses temp. on the inner surface of the tank down without increasing the thickness of the tank.

CHOSEN-DRAWING: Dwg.0/2

TITLE-TERMS: OUTER SHELL LIQUID FUEL TANK SUPERSONIC AIRFRAME COMPRISE
ADIABATIC LAYER THERMAL STORAGE LAYER TWO STRUCTURE MEMBER

DERWENT-CLASS: A92 Q25

CPI-CODES: A12-P05; A12-T03; A12-T04B;

ENHANCED-POLYMER-INDEXING:

Polymer Index [1.1]

(19)日本国特許庁(JP)

(12) 公開特許公報(A)

(11)特許出願公開番号

特開平6-316298

(43)公開日 平成6年(1994)11月15日

(51)IntCl.⁵

B 6 4 D 37/06

識別記号

庁内整理番号

9337-3D

F I

技術表示箇所

審査請求 未請求 請求項の数3 書面 (全 4 頁)

(21)出願番号 特願平5-138851

(22)出願日 平成5年(1993)4月30日

(71)出願人 000002130

住友電気工業株式会社

大阪府大阪市中央区北浜四丁目5番33号

(72)発明者 野村 良行

大阪市此花区島屋一丁目1番3号 住友電

気工業株式会社大阪製作所内

(72)発明者 大内 孝司

大阪市此花区島屋一丁目1番3号 住友電

気工業株式会社大阪製作所内

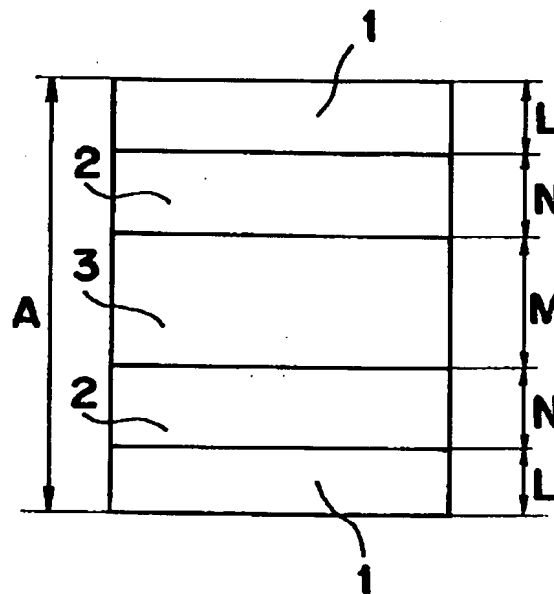
(74)代理人 弁理士 吉竹 昌司

(54)【発明の名称】 超音速飛翔体用液体燃料タンクの外殻構造

(57)【要約】

【目的】 燃料タンクの外殻構造内部に貯えてある液体燃料の温度を燃料の引火点以下に抑制する。

【構成】 2つの構造部材の間に、断熱層と蓄熱層を介在させて、サンドイッチ積層する。



【特許請求の範囲】

【請求項1】 2つの構造部材の間に、断熱層と蓄熱層を介在させて、サンドイッチ積層した事の特徴とする超音速飛翔体用液体燃料タンクの的外殻構造。

【請求項2】 中央に蓄熱層、その両側に断熱層、更にその両側に構造部材を配置して、サンドイッチ積層した事の特徴とする請求項1記載の超音速飛翔体用液体燃料タンクの的外殻構造。

【請求項3】 蓄熱層がゴム系材料を発泡体又はハニカムに含浸させてなる事の特徴とする請求項1又は2記載の超音速飛翔体用液体燃料タンクの的外殻構造。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【産業上の利用分野】本発明は、超音速飛翔体用燃料タンクの的外殻構造に関し、その断熱構造に改良を加えたものである。

【0002】

【従来の技術】飛翔体に於いて、従来の断熱構造技術として、金属、FRP（繊維強化プラスチック）に代表される2つの構造部材の間に、プラスチックフォーム、ハニカムに代表される断熱層を介在させ、サンドイッチ積層した断熱構造があった（例えば日科技連「複合材料工学 1971, 9, 1 P491~502」に示されている）。

【0003】

【発明が解決しようとする課題】超音速飛行する飛翔体は、これまで、固体燃料を使用していたことから、空力加熱による熱の流入によって燃料が引火するという問題は考慮する必要がなかった。

【0004】ところが航続距離の延長を目的として液体燃料方式が検討されつつあり、この場合には空力加熱によって飛翔体外表面に発生した熱を遮断し、外殻の内部温度を液体燃料の引火点以下に抑制する構造が必要となった。

【0005】本発明は、このような要望に対応するもので、超音速飛行中に飛翔体外表面に発生した空力加熱による熱の流入を遮断し、外殻構造内部に貯えてある液体燃料の温度を燃料の引火点以下に抑制する外殻構造を提供しようとするものである。

【0006】

【課題を解決するための手段】本発明の超音速飛翔体用液体燃料タンクの的外殻構造は、2つの構造部材の間に、断熱層と蓄熱層を介在させて、サンドイッチ積層したことを特徴とするものである。

【0007】なお上記本発明の実施の態様として少なくとも下記が含まれる。

①中央に蓄熱層、その両側に断熱層、更にその両側に構造部材を配置して、サンドイッチ積層したことを特徴とする上記本発明の超音速飛翔体用液体燃料タンクの的外殻構造。

【0008】②蓄熱層が、高熱容量材（例えばゴム系材料）を用い、この材料を発泡体例えば連続気泡型発泡樹脂または発泡金属に含浸させたものであることを特徴とする上記本発明の、又は上記①の超音速飛翔体用液体燃料タンクの的外殻構造。

【0009】③蓄熱層が、高熱容量材（ゴム系材料）を用い、この材料をハニカムに含浸させたものであることを特徴とする上記本発明の、又は上記①の超音速飛翔体用液体燃料タンクの的外殻構造。

【0010】

【作用】超音速飛行する飛翔体外表面には空力加熱による熱が発生し、外側構造部材を伝わって内部へ流入しようとする。この熱をまず、外側断熱層で遮断する。

【0011】ところが流入した熱の一部は断熱層を通過し、更に内部へ流入しようとするため、この熱を構造の中間部に入れた蓄熱層に貯えることにより、内部への熱の流入を防ぐ。

【0012】即ち内部への熱の流入を防止する時間が問題であり、超音速で飛行する飛翔体では、その飛行時間が短時間であるため、この間に内部の温度を上昇させなければよい。そこで構造の中間部に蓄熱層をもうけたものである。

【0013】この蓄熱層は構成材料としては熱容量の大きい材料が適しており、一例としてゴム系の材料があるが、ゴムをそのままはさみこんだのでは、構造材としての剛性が確保できなくなるため、蓄熱層の剛性確保のため例えばハニカムや連続気泡型発泡体や高倍率発泡金属（例えば、住友電気工業（株）製セルメット（商標名））にゴムを含浸させたものを用いることが望ましい。

【0014】本発明に於いて、構造部材の構成材料としては、例えば、FRP（熱硬化性、熱可視性）、金属（各種鋼、アルミ合金、チタニウム合金など）があるが、特に限定されない。

【0015】又本発明に於いて、耐熱層の構成材料としては、例えば、プラスチックフォーム（塩化ビニル、ウレタン、アクリル、フェノール等）、ハニカム（プラスチック、アルミ、紙、石棉等）があるが、特に限定されない。

【0016】これらの構造部材、耐熱層並びに蓄熱層の構成材料の組合せに際しての条件設定には、少なくともつぎの点についての考慮が望ましい。

(1) 断熱性、(2) 強度、(3) 剛性、(4) 軽量、(5) 気密性

【0017】

【実施例】飛翔体が $M=2.0$ で超音速飛行している状態を想定する。この時、飛翔体外表面の温度は空力加熱により約 300°C に達すると予想される。初期周囲温度を 40°C と仮定し、飛翔体内部に貯えられている液体燃料の引火点を 54.4°C （JP-10）とする。

【0018】この状態で飛翔体の実飛翔時間である300秒後の飛翔体内面の温度を、図1及び図2に示す2種類の構造に対して、数1の一次元熱伝導方程式を解くことにより算出した。

【0019】

【数1】

$$\frac{\partial \theta}{\partial t} = \kappa \frac{\partial^2 \theta}{\partial x^2}$$

但し、 θ ：温度

t ：時間

x ：位置

κ ：温度伝達率 ($= \lambda / C \times \rho$)

λ ：熱伝導率

C ：比熱

ρ ：比重

10

*【0020】尚、計算に際しては、構造部材としてCFRP（炭素繊維強化プラスチック）、断熱層としてプラスチックフォーム（ポリメタクリルイミド）、蓄熱層としてシリコンゴムの使用を想定し、表1の物性値を用いた。

【0021】

【表1】

*
計算に使用した物性値

	比 重 (g/cm^3)	比 熱 ($\text{cal}/\text{g } ^\circ\text{C}$)	熱 伝 導 率 ($\times 10^{-4} \text{ cal}/\text{mm sec } ^\circ\text{C}$)
CFRP	1.55	0.17	1.21
プラスチックフォーム	0.05	0.24	0.07
シリコンゴム	0.97	0.38	0.48

【0022】300秒後の飛翔体内面の温度を燃料の引火点以下にするために必要な最小肉厚は表2のようになる。
※

※【0023】

30 【表2】

外 殻 構 造 の 型	肉 厚
断熱層のみ (図2参照)	(B) 30mm [CFRP (L×2) 5mm、フォーム (S) 25mm]
断熱層と蓄熱層 を入れたもの (図1参照)	(A) 18mm [CFRP (L×2) 5mm、フォーム (N×2) 8mm、 ゴム (M) 5mm]

【0024】上記結果からわかる様に蓄熱層を入れることにより、必要最小肉厚は40%減少し、蓄熱層の寄与の大きいことがわかる。

【0025】

【発明の効果】以上説明した様に、従来からある断熱サンドイッチ構造（構造部材+断熱層）（図2参照）の中間部に更に熱容量の大きい材料から成る蓄熱層を入れることにより（図1参照）、断熱効果が一層大きくなることが確認できた。

【0026】この構造を液体燃料を使用した超音速飛翔★50

★体の燃料タンクの外殻構造（これは飛翔体の外殻構造を兼ねているものが多い）に使用すれば、肉厚を過大にふやすことなく燃料タンク内面の温度を液体燃料の引火点以下に抑えることが可能となる。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明の外殻構造を説明するため示した模式的断面図例である。

【図2】本発明と対比し、従来よりある外殻構造を説明するために示した模式的断面図例である。

【符号の説明】

(4)

特開平6-316298

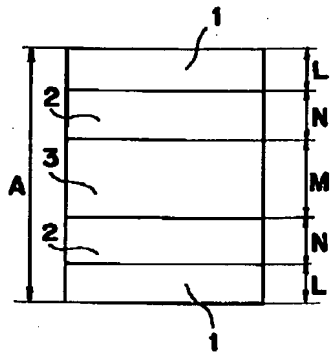
5

6

- 1 構造部材
- 2 断熱層

- 3 蓄熱層

【図1】



【図2】

